

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平4-279701

(43) 公開日 平成4年(1992)10月5日

(51) Int.Cl. ⁵	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
F 0 1 D 9/02	1 0 4	9038-3G		
9/04		9038-3G		
F 0 4 D 29/68		8608-3H		

審査請求 未請求 請求項の数 7 (全 5 頁)

(21) 出願番号	特願平3-234871	(71) 出願人	390040718 ジェ・ウー・セー・アルストム・エス・ア ー フランス国、75116・パリ、アヴニユ・ク レベール、38
(22) 出願日	平成3年(1991)9月13日	(72) 発明者	ミシエル・バンサン・ドウ・ポール フランス国、63000・サンリス、サン・レ オナル、リュ・リュカス・シャンピオニ エール・18
(31) 優先権主張番号	9 0 1 1 3 3 6	(72) 発明者	フランソワ・デタンヌ フランス国、75017・パリ、リュ・デ・バ ティニヨル・29
(32) 優先日	1990年9月13日	(74) 代理人	弁理士 川口 義雄 (外3名)
(33) 優先権主張国	フランス (F R)		

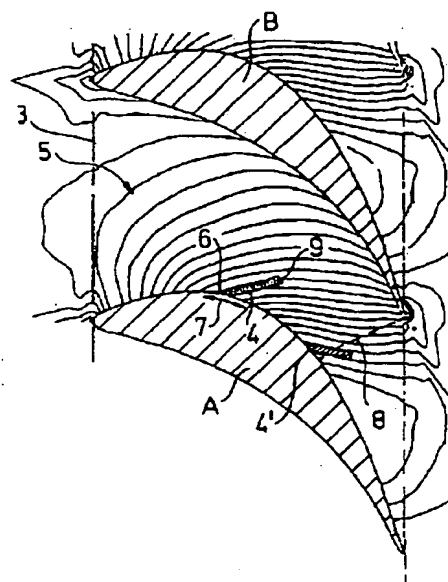
(54) 【発明の名称】 ターボエンジン用翼列及びかかる翼列を有するターボエンジン

(57) 【要約】 (修正有)

【目的】 ターボエンジンの静翼列における内壁又は外壁に沿って生ずる境界層による圧力損失を減ずるための吸気ポートの改良された形状を得る。

【構成】 内壁1と外壁2との間に配置された翼を含み、内壁及び／または外壁が少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポート4、4'を備えており、ポートが該翼の最大曲率エリア7から翼と隣接翼との間の通路の狭搾部8に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端6を有するターボエンジン用翼列であって、ポートが等圧線に沿って配向され、ポートはその第2端9が翼間通路の狭搾部の幅の1/4～1/2の間隔だけ翼の上面から離間する長さである。

FIG. 4



1

【特許請求の範囲】

【請求項1】 内壁と外壁との間に配置された翼を含み、前記内壁及び／または外壁が少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポートを備えており、前記ポートが、前記翼の最大曲率エリアから該翼と隣接翼との間の通路の狭搾部に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端を有するターボエンジン用翼列であって、効率改善用の前記ポートが、等圧線に沿って配向され、前記ポートは、その第2端が翼間通路の狭搾部の幅の $1/4 \sim 1/2$ の間隔だけ翼の上面から離間する長さであることを特徴とするターボエンジン用翼列。

【請求項2】 各々が動翼列を従えた静翼列から構成された多数の段を含み、前記翼列の翼が、内壁と外壁との間に配置され、動翼列の外壁が、ロータの向き合う部分と共に複数のチャンバを規定する密封パッキンを備えており、静翼列の外壁が、少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポートを備えており、前記ポートが、前記翼の最大曲率エリアから該翼と隣接翼との間の通路の狭搾部に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端を有しており、前記ポートが、等圧線に沿って配向され、前記ポートは、その第2端が翼間通路の狭搾部の幅の $1/4 \sim 1/2$ の間隔だけ翼の上面から離間する長さであり、前記ポートが、ターボエンジンの低圧部へと接続されていることを特徴とする多段ターボエンジン。

【請求項3】 ポートが、次段の動翼列のパッキンの下流部に位置する密封チャンバに通路を介して接続されていることを特徴とする請求項2に記載のターボエンジン。

【請求項4】 各々が動翼列を従えた静翼列から構成された多数の段を含み、前記翼列の翼が、内壁と外壁との間に配置され、動翼列の外壁が、ロータの向き合う部分と共に複数のチャンバを規定する密封パッキンを備えており、動翼列の内壁が、少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポートを備えており、前記ポートが、前記翼の最大曲率エリアから該翼と隣接翼との間の通路の狭搾部に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端を有しており、前記ポートが、等圧線に沿って配向され、前記ポートは、その第2端が翼間通路の狭搾部の幅の $1/4 \sim 1/2$ の間隔だけ翼の上面から離間する長さであり、前記ポートが、翼を下から上に貫通し前記パッキンの下流または該パッキンの最終チャンバの1つに開口する通路によって接続されていることを特徴とする多段ターボエンジン。

【請求項5】 ポートの第2端が、翼間通路の狭搾部の幅のほぼ $1/3$ の間隔だけ翼の上面から離間していることを特徴とする請求項1に記載の翼列。

【請求項6】 ポートの第2端が、翼間通路の狭搾部の幅のほぼ $1/3$ の間隔だけ翼の上面から離間していることを特徴とする請求項2に記載の翼列。

【請求項7】 ポートの第2端が、翼間通路の狭搾部の幅のほぼ $1/3$ の間隔だけ翼の上面から離間しているこ

2

とを特徴とする請求項4に記載の翼列。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、内壁と外壁との間に配置された翼を含み、前記内壁及び／または外壁が少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポートを備えており、前記ポートが、該翼の最大曲率エリアから該翼と隣接翼との間の通路の狭搾部に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端を有するターボエンジン用翼列に係る。

【0002】

【発明が解決すべき課題】 かかる翼列では、内壁または外壁に沿った境界層を吸引するために内壁及び／または外壁に吸引ポートが備えられている。実際、これらの境界層は乱流の原因となる。例えば、「タービン羽根の末端の圧力損失について (Sur les pertes a l'extremite des aubes de turbine)」, Brown, Boveri フランス語版、1941年11月号、356～361頁、特に図2及び図3を参照するとよい。

【0003】 このような乱流に伴って、二次損失なる名称で知られたかなりの圧力損失が生じ、これは翼列の効率に対して翼高さ／翼弦長の比に反比例する影響を与える。

【0004】 吸引ポートを備えた翼列の1例は、1977年5月4日付けの日本特許公開52-54807に記載されている。

【0005】 公知のポートは翼間通路を貫通し、1つの翼の上面から隣接翼の下面に及ぶ。

【0006】 かかるポートは効率の改善には役立たないこと、損失を増加させる結果さえ生じることが判明した。

【0007】

【課題を解決するための手段】 従って本発明の第1の目的は、内壁と外壁との間に配置された翼を含み、前記内壁及び／または外壁が少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポートを備えており、前記ポートが前記翼の最大曲率エリアから該翼と隣接翼との間の通路の狭搾部に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端を有するターボエンジン用翼列であって、効率改善用の前記ポートが、等圧線に沿って配向され、前記ポートは、その第2端が翼間通路の狭搾部の幅の $1/4 \sim 1/2$ の間隔だけ翼の上面から離間する長さであることを特徴とするターボエンジン用翼列を提供することである。

【0008】 ポートに沿った圧力は一定であるから、吸引される流体は公知の翼列同様にポートの別の場所から吹出さない。

【0009】 本発明の第2の目的は、各々が動翼列を従えた静翼列から構成された多数の段を含み、前記翼列の翼が、内壁と外壁との間に配置され、動翼列の外壁が、ロータの向き合う部分と共に複数のチャンバを規定する

密封パッキンを備えており、静翼列の外壁が、少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポートを備えており、前記ポートが、前記翼の最大曲率エリアから該翼と隣接翼との間の通路の狭搾部に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端を有しており、前記ポートが、等圧線に沿って配向され、前記ポートは、その第2端が翼間通路の狭搾部の幅の $1/4 \sim 1/2$ の間隔だけ翼の上面から離間する長さであり、前記ポートがターボエンジンの低圧部に接続されていることを特徴とする多段ターボエンジンを提供することである。

【0010】本発明を1つの段の静翼列に使用するとき、ポートは次段の動翼列のパッキンの下流部に存在する密封チャンバの1つに通路によって接続される。

【0011】本発明を1つの段の動翼列に使用するとき、動翼列の内壁が、少なくともいくつかの翼の近傍に吸引ポートを備えており、前記ポートが、該翼の最大曲率エリアから該翼と隣接翼との間の通路の狭搾部に及ぶ領域に翼の上面に沿って第1端を有しており、前記ポートが、等圧線に沿って配向され、前記ポートは、その第2端が翼間通路の狭搾部の幅の $1/4 \sim 1/2$ の間隔だけ翼の上面から離間するような長さであり、前記ポートが、翼を下から上に貫通し密封パッキンの下流または該パッキンの最終チャンバの1つに開口する通路によって接続されている。

【0012】好ましくは、ポートの第2端が、翼間通路の狭搾部の幅のほぼ $1/3$ の間隔だけ翼の上面から離間している。

【0013】

【実施例】添付図面に示す非限定実施例に基づく以下の記載より本発明が更に十分に理解されよう。

【0014】図1は、翼車の一部を成し、翼付根が内壁1に固着され、翼頂が外壁2に固着された2つの翼A、Bを示す。内壁1及び外壁2は通常は円筒面または切頭円錐面である。

【0015】翼Bの下面、翼Aの上面、内壁1及び外壁2が翼間通路3を規定し、該通路の狭搾部8は翼Bの前端を通る。狭搾部8は翼間通路の最小幅を示す。

【0016】この翼間通路において、壁から遠い流体は、流線hで示すような正常な流線に沿って流れる。逆に、外壁及び内壁に接触した流体は、等圧線に垂直に方向l,mに沿って流れ、翼Aの上面に衝突したときに乱流を生じる。

【0017】図2は、日本特許公開52-54807に開示されたポート4を示す。

【0018】内壁及び/または外壁のポート4の目的は、境界層を吸引することである。

【0019】図3は、局部的損失の測定値Pを翼列の内壁1または外壁2からの距離yの関数として示すグラフである。実線曲線aは、翼間通路に吸引ポートを有していない翼列における損失を示す。壁に境界層が形成され

るので壁の近傍で損失が大きい。壁から遠くなるに伴って損失が減少し、再び増加し始める。これは渦に転移するときの損失である。次いで壁から更に遠ざかると損失が再び減少する。壁から比較的遠い場所の損失は、翼列で発達した境界層に起因する損失だけである。

【0020】曲線b及びcは、図2に示すような吸引ポートを有する翼列における損失を示す。吸引される流量が翼列を通る総流量の約0.5%程度の小さい値のとき、損失は極めて顕著に増加する(曲線b)。吸引される流量が増加すると、損失は減少する(曲線c)が、吸引される流量の割合が主流量の3%であるときは損失が極めて大きい値になり、損失の総計は吸引ポートを有していない翼列における損失よりも大きい。

【0021】このような性能不良の原因は吸引ポートにおける流れに関係がある。吸引ポートに沿って圧力が一定でないため、圧力が高いいくつかの場所では流体が有効に吸引されるが、圧力が低い別の場所で流体が元の流れに戻る。当然この際に多大の損失が伴う。

【0022】図4は、本発明のポートの2つの末端位置を示す。2つの翼AとBとによって形成された翼間通路3に、二次元翼列の計算に基づいて等圧線5を作図した。(ターボエンジンに携わる当業者には容易な)かかる計算によって、壁から十分に遠い流れを正確に示すことができる。壁の近くでは、流体速度の絶対値及び方向に関する流れ特性が極めて異なっているが、静圧は、壁から遠い部分における静圧と大差はない。図4は2つの末端位置のポート4,4'を示す。

【0023】吸引ポート4,4'は、翼Aの近傍に配置されている。該ポートの第1端6は、最大曲率エリア7から翼間通路3の狭搾部8に至る領域に翼の上面に沿って配置されている。

【0024】ポート4,4'は矩形であり、等圧線に沿って配置されている。該ポートの第2端9は、狭搾部8の幅に対応する翼間通路3の最小幅の $1/3$ に等しい間隔だけ離れている。ポートの長さは、上面近傍の有効部で吸引流量を最小にするように制限されている。

【0025】図5は、本発明のポート4による吸引を伴うときに測定された損失Pを示す(曲線d)。吸引装置が全く存在しないときに測定された損失(曲線a)に比べてかなりの改善が観察される。

【0026】図6は、本発明を動翼列に使用した場合を示す。等圧線の形状が図4の等圧線とはかなり異なっている。

【0027】図7は、各段が静翼列11と動翼列12とを含むタービンの2つの段を示す。この図7から、吸引がどのように行なわれるかが分かる。静翼列11の場合には、吸引ポート4が、次段の動翼列12の外端に位置する密封パッキン15のチャンバにオリフィス14を介して排出する通路13によって接続されている。静翼列におけるかなりの圧力差が、吸引に必要な圧力差を与え

る。

【0028】この方法は勿論動翼列に使用できない。これらの翼列の外端で吸引を行なうことはほとんど不可能である。逆に、内端では、遠心効果を利用して吸引を行なうことが可能である。通路の内壁に設けられたポート4（半径R1）を外壁に位置する密封パッキンの下流チャンバ17（半径R2）に連通させる径方向通路16（または斜めの通路）を翼の肉厚に形成する。ポート4と径方向通路16とはリンク18（図8参照）を介して連通する。

【0029】流体を内壁から外壁に移動させる圧力差は、遠心力 $\omega^2 (R_2^2 - R_1^2) / 2$ [但し、 ω は角速度]によって生じる。

【0030】このように生じた圧力差が、所望流量に比べて過度に大きいときは、径方向開口16を動翼列12の密封パッキンの最終の1つ前のチャンバ17'に連通させ、これによってこのパッキンを通る漏れ流量19を制限し得る。静翼から排出される流体の流量はこの漏れ流量だけ少なくなる。漏れ流量は勿論、非作業流量である。

【0031】オリフィス14または通路16からパッキンに到着する流量の合計は、かかる吸引を伴わないときにこれらのパッキンを通常通る漏れ流量以下である。従って二次損失の減少による改良が実質的に完全に維持される。

【図面の簡単な説明】

【図1】従来技術のタービンの軸方向断面図である。

【図2】従来技術のタービンの吸引ポートの説明図である。

【図3】図2のタービンの損失の変化を壁からの離間距離の関数として示すグラフである。

【図4】静翼列に設けられた本発明の吸引ポートの位置を示す説明図である。

【図5】図4の構造を用いたときの損失の変化を示す曲線である。

【図6】動翼列に設けられた本発明の吸引ポートの位置を示す説明図である。

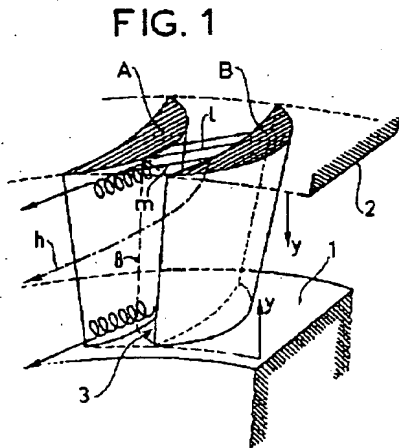
【図7】本発明の翼列を有するタービンの軸方向断面図である。

【図8】図7のタービンの水平断面部分図である。

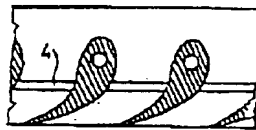
【符号の説明】

- 1 内壁
- 2 外壁
- 3 通路
- 4, 4' 吸引ポート
- 6 第1端
- 7 最大曲率エリア
- 8 狭搾部
- 9 第2端
- 10 段
- 11 静翼列
- 12 動翼列
- 15 密封パッキン
- 17, 17' チャンバ

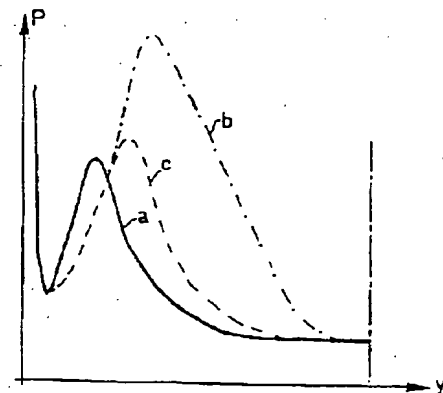
【図1】



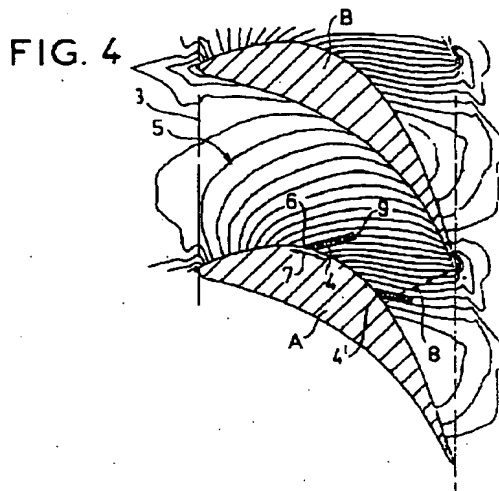
【図2】



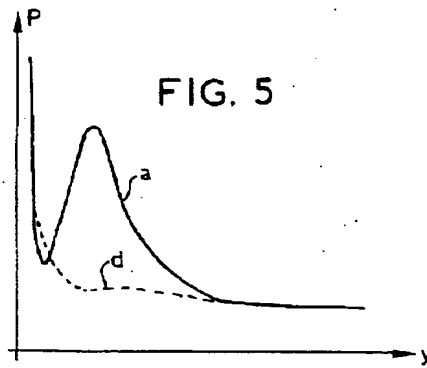
【図3】



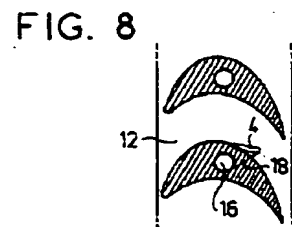
【図4】



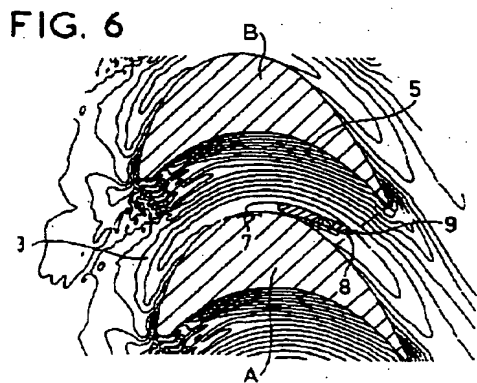
【図5】



【図8】



【図6】



【図7】

